水陆两栖飞机尾翼抗鸟撞设计与验证方法研究

倪磊[1,2],杨荣[2],白春玉[3],惠旭龙[3],陈国平[1],周立胜[2],张欣玥[3]

(1. 南京航空航天大学振动工程研究所,210016 南京;2. 中航通飞华南飞机工业有限公司,519040 珠海;
3. 中国飞机强度研究所结构冲击动力学航空科技重点实验室,710065 西安)

摘　要:为确保水陆两栖飞机尾翼结构的抗鸟撞性能,针对其不同结构部位提出不同的抗鸟撞设计思路。耦合 SPH 方法建立了尾翼结构的鸟撞数值模型,采用实验方法获得了结构铝合金材料的准静态和中低应变率拉伸实验数据以及不同冲击速度下带母材铆钉的极限拉伸载荷和极限剪切载荷数据。进一步开展了尾翼结构抗鸟撞分析,并通过鸟撞实验对数值分析结果进行验证。结果表明,针对水陆两栖飞机尾翼前缘结构提出的两种抗鸟撞设计思路合理,且具有较好的抗鸟撞性能;结构采用的 3 种铝合金存在较为明显的应变硬化效应,但应变率敏感性较弱;随着加载速度的增大,结构采用的 4 种铆钉拉伸载荷呈下降趋势,但总体幅度并不大,而剪切载荷变动较小;建立的尾翼结构鸟撞数值分析模型准确,较好预测了结构的破坏模式和鸟体冲击分散过程。

关键词:水陆两栖;尾翼;应变率;鸟撞;紧固件

中图分类号:O347.3　　　**文献标志码**:A

Design and verification of bird strike on amphibious aircraft tail

NI Lei[1,2], YANG Rong[2], BAI Chunyu[3], HUI Xulong[3], CHEN Guoping[1], ZHOU Lisheng[2], ZHANG Xinyue[3]

(1. Institute of Vibration Engineering Research, Nanjing University of Aeronautics and Astronautics, 210016 Nanjing, China;
2. AVIC General Huanan Aircraft Industry Co., Ltd., 519040 Zhuhai, China;
3. Aviation Key Laboratory of Science and Technology on Structures Impact Dynamics,
Aircraft Strength Research Institute of China, 710065 Xi'an, China)

Abstract: In order to ensure the bird strike resistance of amphibious aircraft tail, different design ideas were proposed against the different structural parts. A numerical analysis model coupled with SPH method was established to simulate the bird strike resistance of the amphibious aircraft tail. The stress-strain curves of aluminum alloy used for tail structure were obtained by quasi-static, medium-low strain rate tensile tests. Based on tensile and shear tests of fasteners at different speeds, the ultimate tensile and shear loads of fasteners with based aluminum metal were obtained. The numerical analysis results were verified by the bird strike tests of amphibious aircraft tail. Numerical analysis and experimental results show that the design ideas of the amphibious aircraft tail are reasonable and have good performance of bird strike resist-

收稿日期:2022-04-19　　　**修回日期**:2022-04-29
基金项目:国家自然科学资金资助项目(No. 12002321)
通信作者:倪磊,高级工程师。E-mail:22270005@ qq. com
引用格式:倪磊,杨荣,白春玉,等. 水陆两栖飞机尾翼抗鸟撞设计与验证方法研究[J]. 应用力学学报,2022,39(3):452-461.
NI Lei, YANG Rong, BAI Chunyu, et al. Design and verification of bird strike on amphibious aircraft tail[J]. Chinese journal of applied mechanics, 2022, 39(3): 452-461.

ance. Three kinds of aluminum alloys used in the structure have an obvious strain hardening effect, but the strain rate sensitivity is weak. With the increase of loading speed, the tensile load of the four rivets decreases, but is not obvious, while the shear load changes little. The numerical analysis model of bird impact is accurate and can predict the failure mode of the structure and the process of bird impact dispersion well.

Key words: amphibious; tail; strain rate; bird strike; fastener

飞机在服役期间,不可避免会遭遇鸟撞问题。飞机的高速运动导致鸟撞的破坏性可达到惊人的程度,严重时会导致灾难性事故。

某水陆两栖飞机主要在森林上空和海上环境执行任务,其运营环境的多鸟特性,致使飞机遭受鸟撞风险更高。为了防止出现灾难性事故,适航标准通常会强制要求飞机遭受一定质量的鸟体撞击后能够继续安全飞行和返航[1]。对于飞机迎风面的各个部件,必须结合安全性分析、总体布置、结构设计等要素进行抗鸟撞设计。适航标准要求尾翼结构抗鸟撞设计的鸟体质量为 3.6 kg,鸟撞工况相对于机头和机翼前缘等部位更为严酷,抗鸟撞设计难度也更大。飞机尾翼前缘结构的抗鸟撞设计主要有两种思路:一种是主要通过前缘的蒙皮、肋等结构件塑性变形,或在内部布置吸能材料等方式[2-7]直接耗散能量;另一种是通过在结构最前方布置 V 型结构、蒙皮后放置斜支板、增加硬点等[8-12]方式增加撞击区域刚度,使得鸟体撞击路径改变,降低对结构的冲击损伤。

飞机结构抗鸟撞性能评估一般是通过少量鸟撞实验,结合经实验验证的数值分析方法进行。因鸟撞过程是一个复杂的非线性瞬态动力学问题,数值分析对模型输入的可靠性有更高的要求,例如铝合金材料的本构模型准确性、大量紧固件的断裂载荷等均会影响数值分析的精度[13-18]。目前能够模拟鸟撞现象的数值分析方法主要包括拉格朗日方法、任意拉格朗日-欧拉(ALE)方法和光滑粒子流(SPH)法[19-24]。SPH 方法是一种无网格型的拉格朗日方法,解决了大变形计算中欧拉方法在飞机结构变形追踪方面的缺点,同时也避免了传统拉格朗日方法网格扭曲现象,因此在鸟撞及其他大变形计算中有很高的应用价值。

为确保某水陆两栖飞机尾翼抗鸟撞性能,针对其尾翼前缘不同部位结构分别提出抗鸟撞结构设计思路。通过对尾翼前缘结构铝合金材料开展不同应变率下的动态力学性能实验获得应力-应变曲线,并拟合出表征铝合金本构关系的 Johnson-Cook 模型参数。基于不同冲击速度下带母材铆钉的拉伸和剪切实验,得到铆钉的极限拉伸载荷和极限剪切载荷。利用瞬态动力学分析软件 LS-Dyna,结合实验获得的材料动态力学性能参数和铆钉动态冲击失效参数,耦合 SPH 方法建立尾翼抗鸟撞数值分析模型,并通过不同结构部位的鸟撞实验对数值分析结果和尾翼前缘结构抗鸟撞设计思路进行了验证。

1 水陆两栖飞机尾翼前缘结构

由于某水陆两栖飞机尾翼前缘结构内未布置影响安全的关键设备和系统,前缘结构在鸟撞方面的作用主要是保护盒段部分的主承力结构,以保证遭受鸟撞后主承力结构仍满足剩余强度要求;因此在尾翼结构抗鸟撞设计或验证过程中的合格判据是前梁结构满足剩余强度要求。尾翼前缘结构一般采用蒙皮和钣金肋铆接组合而成,部分前缘还设置有纵墙以提高抗鸟撞性能。从形式上可归结为典型截面和分离面(结构分段的对接区)结构。综合考虑结构质量、结构功能以及结构抗鸟撞设计要求,水陆两栖飞机尾翼前缘结构典型截面结构采用结构件塑性变形的方式来抗鸟撞,设计为蒙皮、纵墙、肋以及长桁的铆接形式。前缘在遭受鸟撞时,鸟体撕裂蒙皮后会撞击纵墙,纵墙及后方的肋通过变形、破坏来吸收能量;对于分离面结构,采用增加前缘点刚度的方式来改变鸟体撞击路径,即在分离面位置布置两个整体肋以及同等厚度的连接带板,以使飞鸟撞击时鸟体会向四周散开,结构仅吸收少量能量。尾翼前缘典型截面和分离面结构设计如图 1 所示。考虑到 2000 系列铝合金具有较好的延展性,蒙皮选用铝合金 2024-T3,纵墙和肋采用铝合金 2024-T42,连接用材料采用铝合金 2024-T351 机加件。

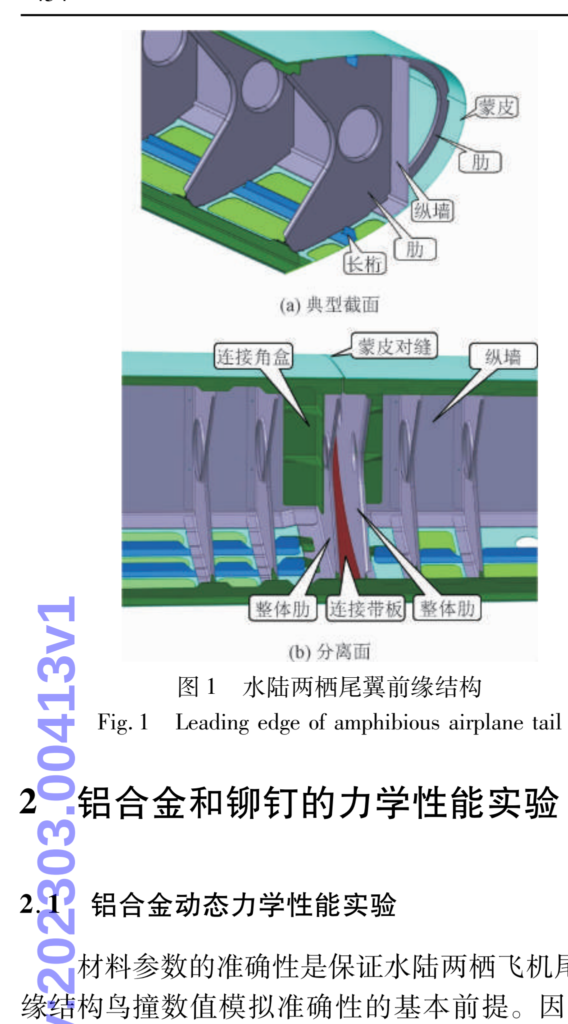


图 1　水陆两栖尾翼前缘结构

Fig. 1　Leading edge of amphibious airplane tail

2　铝合金和铆钉的力学性能实验

2.1　铝合金动态力学性能实验

材料参数的准确性是保证水陆两栖飞机尾翼前缘结构鸟撞数值模拟准确性的基本前提。因此，针对前缘结构材料 2024-T3、2024-T42 及 2024-T351 铝合金进行准静态、中低应变率范围下的动态力学性能实验，获得其应变率相关的本构模型参数。

本研究采用 LE5105 型电子式万能材料实验机(见图 2)开展 3 种铝合金的准静态和低应变率($0.005\ s^{-1}$、$0.05\ s^{-1}$)拉伸实验，试件为扁平哑铃状(见图 3)。实验件设计参考 GB/T 228.1-2010，厚度分别为 1.6 mm、2 mm、3 mm。每种材料分别进行 2 种应变率($0.005\ s^{-1}$、$0.05\ s^{-1}$)下的拉伸实验，每个应变率重复 3 次。



图 2　LE5105 电子式万能材料实验机

Fig. 2　LE5105 electronic universal tensile test machine

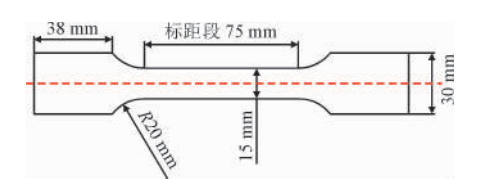


图 3　准静态和低应变率实验件尺寸

Fig. 3　Test piece size of quasi-static state and low-strain rate

利用 INSTRON VHS 160/100-20 高速液压伺服实验机(见图 4)进行中应变率($10\ s^{-1}$、$100\ s^{-1}$、$500\ s^{-1}$)拉伸实验。试件为扁平哑铃状(见图 5)，实验件设计参考 ISO 26203-2，实验件厚度与准静态试件相同，每个应变率重复 6 次。

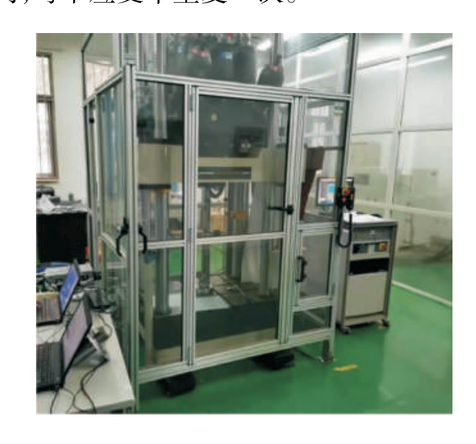


图 4　高速液压伺服实验机

Fig. 4　High-velocity testing system

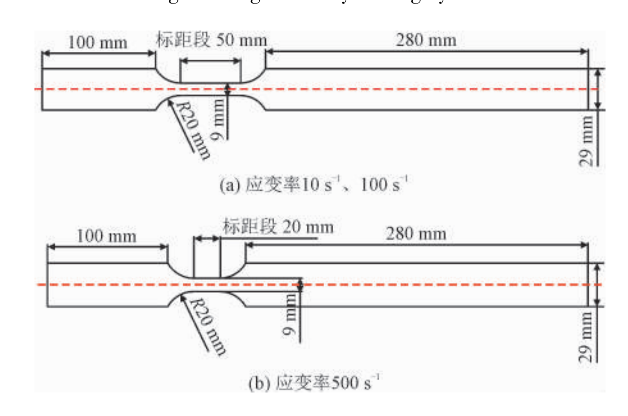


图 5　中应变率实验件尺寸

Fig. 5　Test piece size of medium strain rate

实验获得不同应变率下的工程应力 σ_0、工程应变 ε_0 后，通过式(1)和式(2)得到真实应力 $\tilde{\sigma}$、真实应变 $\tilde{\varepsilon}$。

$$\tilde{\sigma} = \sigma_0(1 + \varepsilon_0) \tag{1}$$

$$\tilde{\varepsilon} = \ln(1 + \varepsilon_0) \tag{2}$$

图 6 给出了应变率 $0.005\ s^{-1}$ 和 $10\ s^{-1}$ 的试件断裂图。可以看出，实验件均在标距段断裂，实验件断

裂方向与加载方向基本垂直，表明发生拉伸破坏且未表现出显著的颈缩现象。

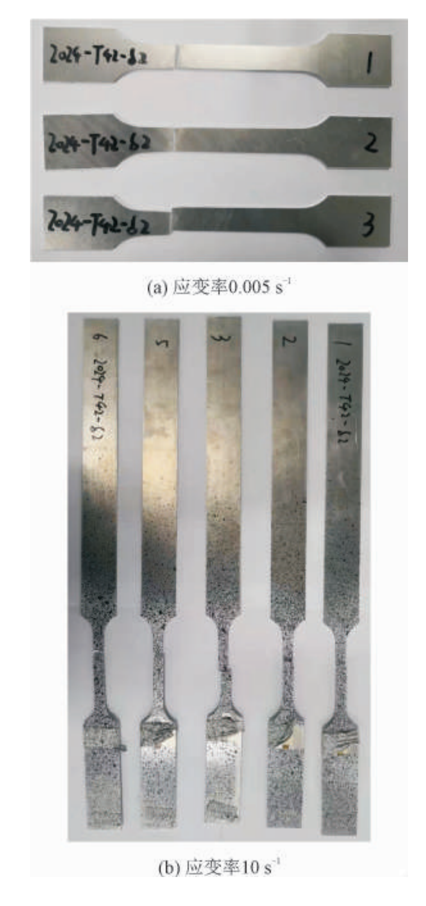


图 6　2024-T42 铝合金试件断裂图

Fig. 6　Fracture of 2024-T42 aluminum alloy

2024-T3、2024-T42 及 2024-T351 铝合金存在较为明显的应变硬化效应。在 0.005 ~ 500 s^{-1} 应变率范围内，流动应力变化不明显，即材料的流动应力没有明显的应变率敏感性，但从低应变率到中应变率，失效应变有所增加。具体曲线如图 7 所示。

2.2　Johnson-Cook 本构拟合

Johnson-Cook 本构模型是材料应变率相关的动态本构关系[25]，方程形式比较简单，在金属冲击数值模拟中应用广泛。因此本研究选择 Johnson-Cook 模型来拟合 2024-T3、2024-T42 和 2024-T351 铝合金本构，具体方程表达式为

$$\sigma = (A + B\varepsilon^n)(1 + C\ln\dot{\varepsilon}_e^*)(1 - (T^*)^m) \quad (3)$$

式中：σ 为流动应力；A 为屈服应力；B 为幂指数前的系数；n 为应变硬化系数；C 为应变率敏感系数；m 为温度敏感性系数；ε 为等效塑性应变；$\dot{\varepsilon}_e^* = \dot{\varepsilon}_e/\dot{\varepsilon}_0$ 为无量纲化等效塑性应变率，$\dot{\varepsilon}_0$ 为参考应变率，$\dot{\varepsilon}_e$ 为实验应变率；$T^* = (T - 298)/(T_{melt} - 298)$ 为无量纲化温度，T 为材料温度，T_{melt} 为材料熔点温度。

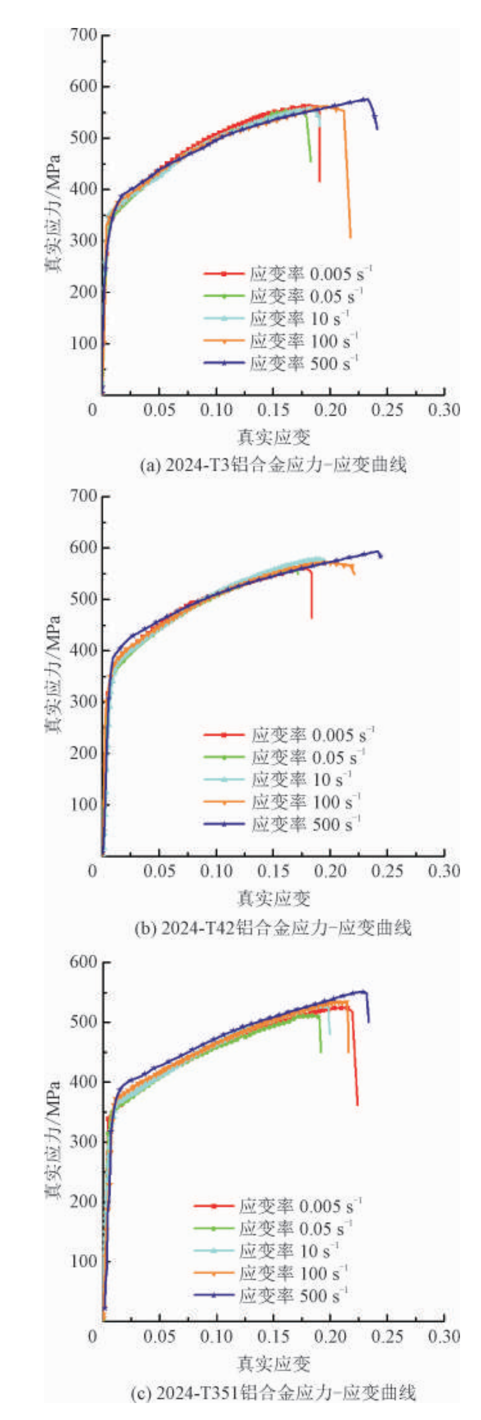


图 7　铝合金应力-应变曲线

Fig. 7　True stress-strain curves of aluminum alloy

由于鸟撞过程中铝合金温度变化不显著，因此选择在室温条件下开展 2024-T3、2024-T42 和 2024-T351 铝合金动态拉伸实验，应变率区间为 0.005 ~ 500 s^{-1}。选取 0.005 s^{-1} 为参考应变率，反演获得 Johnson-Cook 本构模型 A、B、n、C 参数，如表 1 所示。

表 1　Johnson-Cook 模型参数

Tab. 1　Parameters of Johnson-Cook model

材料牌号	A/MPa	B/MPa	n	$C/10^{-3}$
2024-T3	422.3	655.0	0.7167	3.3
2024-T42	631.1	487.1	0.7675	3.3
2024-T351	328.9	504.2	0.7148	4.9

2.3　铆钉动态失效实验

结构遭受鸟撞冲击载荷时,零组件之间的连接失效对结构撞击区域的动态响应起关键作用。紧固件主要包括螺栓、螺钉、螺母、铆钉和高锁螺栓等。一般紧固件的失效形式有钉杆拉断和钉帽拉脱、钉杆剪断、从母材上拉脱等。为能够准确模拟真实的连接关系,需要开展带母材的紧固件拉伸和剪切动态失效实验。以往鸟撞实验结果表明,高锁螺栓在冲击过程中基本不会出现失效,因此紧固件动态实验仅考虑铆钉的失效。

水陆两栖飞机前缘蒙皮、纵墙、肋等零组件之间的连接主要采用铝合金铆钉和钛合金高锁螺栓连接,铆钉主要包括 NAS1097AD4、NAS1097AD5、MS20470AD4 和 MS20470AD5。选用真实结构的连接材料、典型铝合金厚度作为铆钉拉伸和剪切实验母材,开展加载速度 $V_1=0.0005$ m/s、$V_2=0.2$ m/s、$V_3=2$ m/s 下的单钉对接拉伸实验和搭接剪切实验,每种工况共 4 件实验件,拉伸和剪切实验件如图 8 所示。其中速度 V_1 采用 Instron8801 疲劳实验机进行,速度 V_2 和 V_3 采用 INSTRON VHS 160/100-20 高速液压伺服实验机进行。

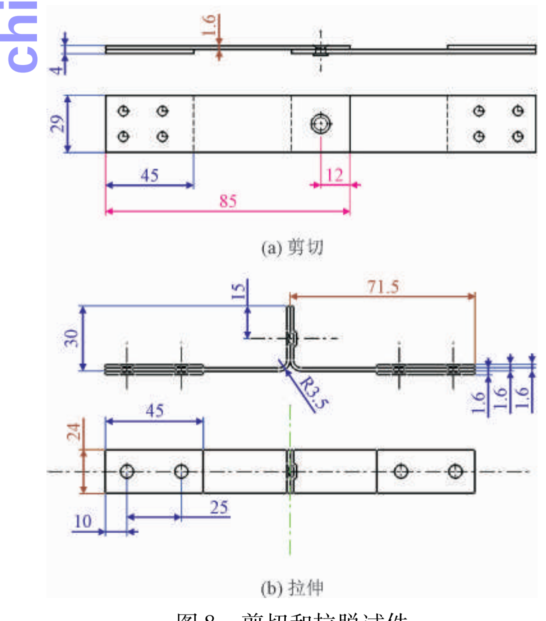


图 8　剪切和拉脱试件

Fig. 8　Specimens of shear and tensile test

表 2 给出了铆钉在 3 种拉伸速度下的极限拉伸和剪切载荷,随着加载速度的增加,4 种铆钉的剪切载荷变动很小;4 种铆钉的拉伸载荷呈下降趋势,但总体幅度并不大。

表 2　铆钉极限拉伸和剪切载荷(单位:kN)

Tab. 2　Ultimate tensile and shear loads of rivets(unit:kN)

铆钉型号	剪切			拉伸		
	V_1	V_2	V_3	V_1	V_2	V_3
NAS1097AD4	2.183	2.200	2.240	0.674	0.480	0.470
NAS1097AD5	3.528	3.490	3.530	0.949	0.920	0.912
MS20470AD4	2.448	2.400	2.350	1.495	1.110	1.100
MS20470AD5	3.637	3.680	3.700	1.948	1.850	1.790

图 9 给出了铆钉 NAS1097AD5 的剪切和拉伸载荷-位移曲线。4 种铆钉剪切实验均表现为钉头剪断破坏模式。图 10 给出了 NAS1097AD5 的剪切失效图。MS20470AD4 单钉拉脱实验主要表现为紧固件墩头从连接板处拔脱的破坏模式,其他 3 种均为紧固件在钉帽与顶杆间发生断裂的破坏模式。图 11 给出了铆钉 NAS1097AD5 拉伸失效图。

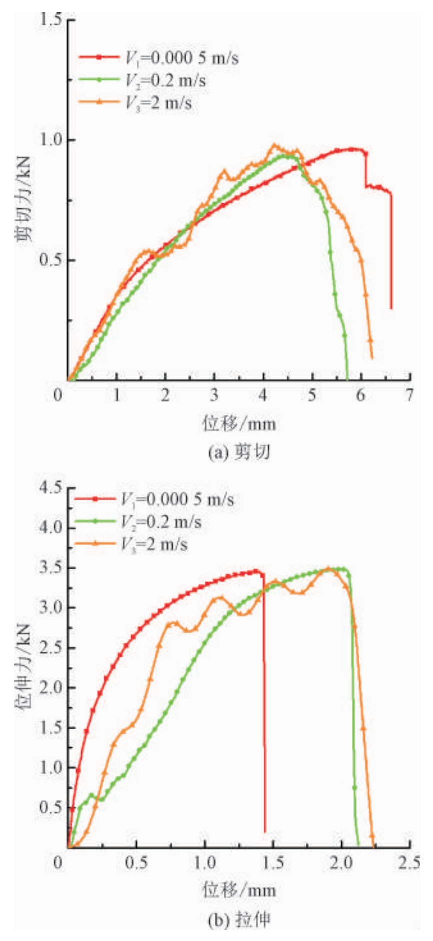


图 9　NAS1097AD5 铆钉剪切和拉伸载荷-位移曲线

Fig. 9　Shear and tensile load-displacement curves of NAS1097AD5 rivet



图 10　NAS1097AD5 铆钉剪切失效图

Fig. 10　Shear failure of NAS1097AD5 rivet



图 11　NAS1097AD5 铆钉拉伸失效图

Fig. 11　Tensile failure of NAS1097AD5 rivet

3　尾翼结构数值分析及实验验证

3.1　尾翼结构数值分析

考虑到 SPH 方法相对于拉格朗日方法和 ALE 法的优势，采用 SPH 方法构建鸟体模型，形状取球头柱体构型（见图 12），鸟体质量为 3.6 kg。鸟撞速度较高情况下，撞击过程中鸟体呈流体溅射状，因此鸟体采用空物质材料本构（MAT_NULL）。鸟体密度取 950 kg/m^3，应力截断值取 −0.1 MPa，其他参数取缺省值，鸟体球头半径 R = 71.3 mm。引入流体动力学本构模型，流体状态方程（体积应变与球应力本构）采用多项式状态方程[26]，即

$$P = C_0 + C_1\mu + C_2\mu^2 + C_3\mu^3 + (C_4 + C_5\mu + C_6\mu^2)E \tag{4}$$

式中：$\mu = \rho/\rho_0$，即体应变的质量比；E 为内能；C_i 为多项式参数，各参数的取值为 $C_0 = C_2 = \cdots = C_6 = 0$；$C_1$ = 2 250 MPa。

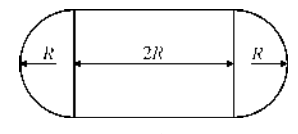


图 12　鸟体示意图

Fig. 12　Bird sketch

尾翼前缘结构模型是通过抽取蒙皮、纵墙和肋等结构中性面，并将中性面离散化为 Beltyschko 薄壳单元建立，单元尺寸约为 8 mm，壳单元总计 260 651个。材料本构采用带断裂失效的 Johnson-Cook 模型来表征结构在冲击载荷下的塑性变形以及破损情况，2024-T3、2024-T42 和 2024-T351 铝合金的 Johnson-Cook 参数选用材料动态力学性能实验拟合的结果（见表 1）。

结构间连接的铆钉和高锁螺栓用梁单元模拟，梁单元总计 4 322 个，梁单元失效判据见式（5）。铆钉极限拉伸和剪切值采用紧固件动态失效实验统计的数据（见表 2），高锁螺栓采用文献[27]中的拉伸和剪切数据。

$$\left(\frac{\sigma_{rr}}{\sigma_{rr}^F}\right)^2 + \left(\frac{\tau}{\tau^F}\right)^2 - 1 = 0 \tag{5}$$

式中：σ_{rr}、τ 为梁单元承受的拉伸力和剪切力；σ_{rr}^F、τ^F 为梁单元能够承受的极限拉伸力和极限剪切力。

蒙皮、纵墙和肋等结构之间的接触采用 AUTOMATIC_SINGLE_SURFACE 接触方式。为模拟刚性支撑的实验边界，将与前梁连接的结构进行固支。鸟体与结构之间的接触采用 AUTOMATIC_NODE_TO_SURFACE。为验证水陆两栖飞机尾翼前缘结构两种抗鸟撞设计以及分析模型，按照 127.5 m/s 鸟撞实验速度分别分析尾翼前缘典型截面及分离面结构，撞击方向为飞机逆航向。尾翼前缘结构数值分析模型及结果如图 13 所示。

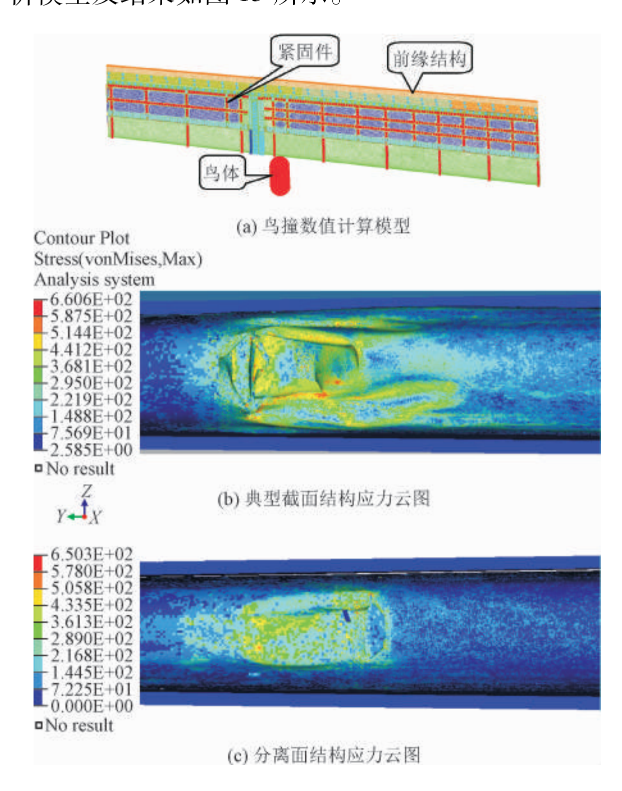


图 13　鸟撞数值计算模型及分析结果

Fig. 13　Numerical model and analysis results of bird strike

分析结果表明，前缘结构典型截面和分离面结构损伤仅限于前缘部分，前梁未出现损伤，满足抗鸟撞设计要求。

3.2 鸟撞实验

鸟撞实验采用空气炮方法进行，实验设备包括低速气炮系统、激光瞄准系统、高速激光测速系统、高速摄像摄影测量系统、鸟弹收集器等，具体装置及布置框图如图 14 所示。

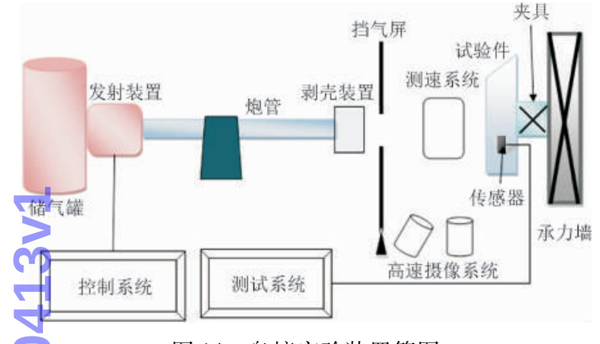


图 14　鸟撞实验装置简图

Fig. 14　The equipments of bird strike test

尾翼鸟撞实验主要依据 CCAR-25-R4 25.631 条要求，验证尾翼前缘是否能够满足保护前梁的需求，鸟撞速度要求为海平面设计巡航速度 125 m/s。为验证两种抗鸟撞设计思路以及分析模型，共规划了两件试验件，每件撞击一发鸟弹。典型截面和分离面结构的鸟撞实验速度分别为 127.2 m/s、125.68 m/s。

图 15 给出了鸟撞典型截面结构的实验过程以及结构损伤情况。实验过程中鸟体大部分进入了前缘结构，仅少量的羽毛及包装物散落出来。结构在撞击位置呈现出了非常明显的撕裂及压塌情况，蒙皮在撞击位置出现塑性变形以及撕裂，鸟体进入内部结构后，使得纵墙及后方 3 个肋向后压塌来吸收鸟体能量，纵墙未发生穿透，前梁未发生损伤。纵墙和肋与蒙皮连接的紧固件发生拉脱或剪断失效。

图 16 给出了数值分析计算结构损伤结果。从结构损伤形式、损伤范围等方面来看，数值分析结果与实验结果基本吻合。分析模型高度方向的损伤为 274.5 mm，实验损伤 250 mm，相对误差约 8.9%。沿展向损伤范围为 426.9 mm，相对于实验损伤范围 370 mm 较大。其原因是损伤左侧的肋翻边参与结构变形，而实验中此肋翻边未参与变形，去除肋翻边宽度 38 mm，则分析模型损伤尺寸为 388.9 mm，与实验损伤尺寸相近。深度方向的损伤与实验一致，深至前梁。分析模型中上翼面紧固件拉脱与实验现象基本一致。尾翼前缘结构鸟体溅射情况和结构损伤表明，前缘结构典型截面结构的设计实现了预期的通过结构塑性变形耗散能量的目的。

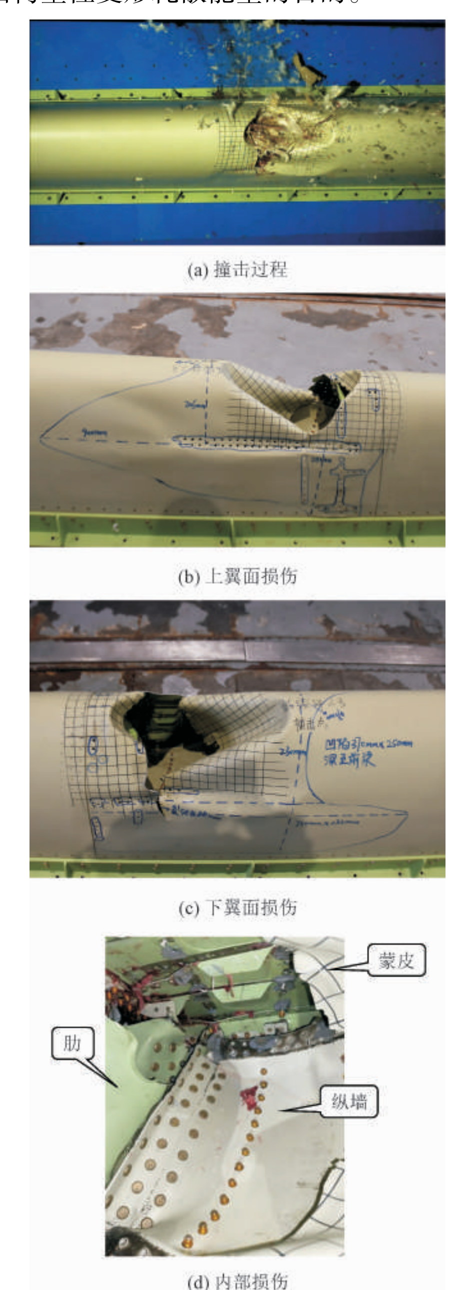


图 15　鸟撞典型截面结构实验

Fig. 15　Typical cross-section area of bird strike test

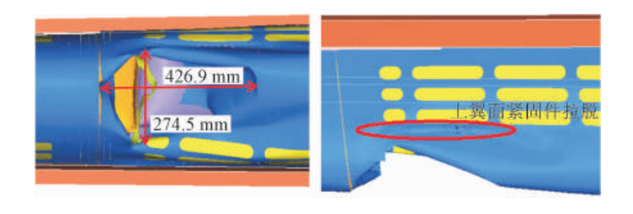


图 16　分析模型结构损伤

Fig. 16　Structural damage of analysis model

图 17 给出了鸟撞分离面结构的实验过程以及结构损伤情况。实验过程中鸟体呈现出显著的溅射现象,大部分鸟体贴着蒙皮顺展向方向滑走,部分鸟体进入前缘结构内部由纵墙挡住。结构在分离面处出现蒙皮随两个整体肋的压塌情况,蒙皮在整体肋一侧出现了撕裂现象。内部结构纵墙凹陷无穿透,后方肋轻微变形,前梁无损伤。前缘蒙皮附近的相关紧固件存在拉脱或剪断。

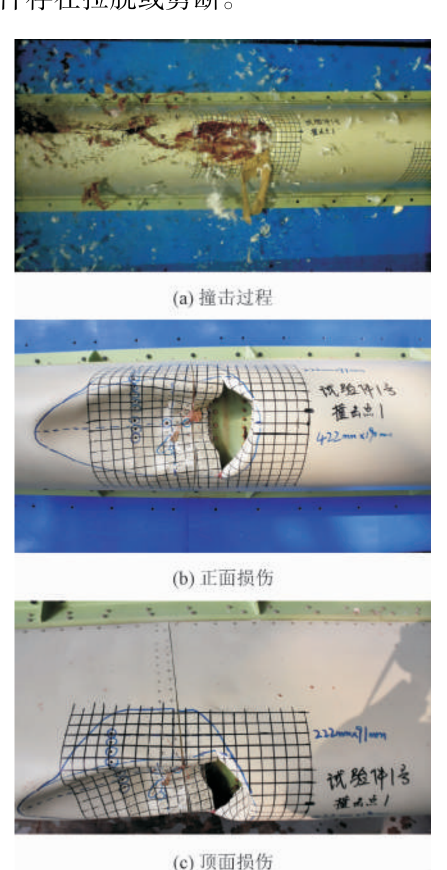


图 17 鸟撞分离面结构实验

Fig. 17 Separation surface of bird strike test

图 18 给出了分析模型的结构损伤情况。从结构损伤形式、范围等方面来看,分析模型与实验结果基本吻合。分析模型高度方向的损伤为 198.2 mm,实验损伤范围为 190 mm,相对误差为 4.1%;沿展向损伤范围为 465.5 mm,实验损伤范围为 422 mm,相对误差为 9.3%;损伤深度为 119.8 mm,实验损伤为 110 mm,相对误差为 8.2%。尾翼前缘结构鸟体溅射情况和结构损伤表明,前缘结构分离面的设计实现了预期的通过增加结构刚度改变鸟体路径来提高结构抗鸟撞能力的目的。

从实验与分析结果来看,水陆两栖飞机尾翼结构具有较好的抗鸟撞能力,建立的分析模型准确,较好地预测了结构破坏模式和鸟体冲击分散过程。数值分析模型在建模时考虑了试验件的结构尺寸和材料性能,但结构零件之间的连接工艺信息无法充分考虑,如连接处零件的摩擦、间隙、紧固件预紧力等,导致数值分析结果与实验结果有一定的差异。

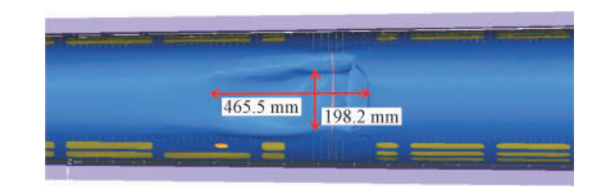


图 18 分析模型结构损伤

Fig. 18 Structural damage of analysis model

4 结 论

本研究针对水陆两栖飞机前缘典型截面和分离面结构,分别提出两种不同的抗鸟撞设计思路,建立了尾翼结构的鸟撞数值模型,开展了铝合金材料动态力学性能实验和紧固件动态拉伸/剪切破坏实验,获得数值分析用的材料模型参数,开展尾翼前缘结构数值分析和实验验证,主要结论如下。

1)2024-T3、2024-T42 及 2024-T351 铝合金存在较为明显的应变硬化效应,材料的流动应力没有明显的应变率敏感性。

2)随着加载速度的增加,4 种铆钉的拉伸载荷呈下降趋势,但总体幅度并不大;剪切载荷变动较小。

3)尾翼结构鸟撞数值分析获得典型截面结构高度方向损伤与实验结果相对误差约为 8.9%,沿展向损伤相对误差为 5.1%,深度方向的损伤与实验一致,均深至前梁,较好预测了典型截面结构的破坏模式。

4)尾翼结构鸟撞数值分析获得分离面结构高度方向损伤与实验结果相对误差约为 4.1%,沿展向损伤相对误差为 9.3%,沿深度方向损伤相对误差为 8.2%,较好地预测了分离面结构的破坏模式。

5)针对水陆两栖飞机尾翼前缘典型截面和分离面结构提出的两种结构抗鸟撞设计思路合理,设计的尾翼结构具有较好的抗鸟撞性能。

参考文献

[1] 中国民用航空局. 运输类飞机适航标准:CCAR-25-R4[S]. 北京:中国民用航空局,2011.

[2] 高俊,吴志斌,孔令勇,等. 基于不同构型辅助梁的民机尾翼前缘设计与抗鸟撞性能研究[J]. 振动与冲击,2021,40(8):237-246.

GAO Jun, WU Zhibin, KONG Lingyong, et al. Design and bird-strike resistance performance research of civil aircraft tail leading edge using different auxiliary spars[J]. Journal of vibration and shock,2021,40(8):237-246(in Chinese).

[3] 陆凯华. 民用飞机复合材料平尾前缘抗鸟撞结构设计研究[J]. 高科技纤维与应用,2021,46(3):60-64.

LU Kaihua. Research for bird strike resistant structure design of composite horizontal tail leading edge for civil aircraft[J]. Hi-tech fiber and application,2021,46(3):60-64(in Chinese).

[4] 王露晨,刘信超,陆晓华,等. 飞机平尾蜂窝夹芯结构抗鸟撞性能数值仿真[J]. 航空计算技术,2020,50(2):37-40.

WANG Luchen, LIU Xinchao, LU Xiaohua, et al. Numerical simulation for bird strike resistance of a horizontal tail honeycomb sandwich structure [J]. Aeronautical computing technique, 2020, 50(2):37-40(in Chinese).

[5] 卢丽金,冯震宙. 机翼前缘抗鸟撞设计中的结构选型研究[J]. 装备环境工程,2020,17(9):77-82.

LU Lijin, FENG Zhenzhou. Configuration selection for design of bird-strike resistance of wing leading edge[J]. Equipment environmental engineering,2020,17(9):77-82(in Chinese).

[6] 段丽慧,黄超广,杨卫平. 芳纶纤维对飞机尾翼结构抗鸟撞性能影响研究[J]. 装备环境工程,2020,17(9):26-30.

DUAN Lihui, HUANG Chaoguang, YANG Weiping. Research on bird strike resistance of empennage using aramid fiber[J]. Equipment environmental engineering, 2020, 17 (9): 26-30 (in Chinese).

[7] REGLERO J A, RODRIGUEZ-PEREZ M A, SOLORZANOE, et al. Aluminum foams as a filler for leading edges: Improvements in the mechanical behavior under bird strike impact tests[J]. Materials & design,2011,32(2):907-910.

[8] 任冀宾,王斌,王振,等. 某型飞机机翼前缘抗鸟撞结构设计与实验验证[J]. 爆炸与冲击,2019,39(2):130-138.

REN Jibin, WANG Bin, WANG Zhen, et al. Design and experimental verification of a wing leading edge structure[J]. Explosion and shock waves,2019,39(2):130-138(in Chinese).

[9] 龚伦. 飞机结构的抗鸟撞设计与分析[D]. 西安:西北工业大学,2007.

[10] 李玉龙,刘军,索涛,等. 一种能提高飞机鸟撞性能的尾翼:CN 10239052B[P]. 2014-06-18.

[11] 王文智,万小朋,郭葳. 一种机翼前缘抗鸟撞结构设计与分析[J]. 机械设计与制造,2009(12):33-35.

WANG Wenzhi, WAN Xiaopeng, GUO Wei. Leading edge structure design and analysis for bird impact[J]. Machinery design and manufacture,2009(12):33-35(in Chinese).

[12] 李京菁,赵美英,王文智. 机翼前缘抗鸟撞设计仿真方法验证[J]. 机械科学与技术,2011,30(10):1757-1760.

LI Jingjing, ZHAO Meiying, WANG Wenzhi. The verification of the simulation methods to bird impact resistance design of wing leading edge[J]. Mechanical science and technology for aerospace engineering,2011,30(10):1757-1760(in Chinese).

[13] 吴昊,孟宪明,田杰斌,等. C-NCAP 工况下铝合金动态力学与失效特性仿真分析[J]. 新技术新工艺,2020(9):53-57.

WU Hao, MENG Xianming, TIAN Jiebin, et al. Simulation of dynamic properties and failure of automotive aluminum in the C-NCAP condition[J]. New technology & new process,2020(9):53-57(in Chinese).

[14] 冯振宇,李恒晖,刘义,等. 中低应变率下 7075-T7351 铝合金本构与失效模型对比[J]. 材料导报,2020,34(6):12088-12093.

FENG Zhenyu, LI Henghui, LIU Yi, et al. Comparison of constitutive and failure models of 7075-T351 alloy at intermediate and low strain rates[J]. Materials reports, 2020, 34 (6): 12088-12093 (in Chinese).

[15] 杜家政,徐颖康,付胜伟,等. 基于螺栓连接刚度的动力学模型修正[J]. 应用力学学报,2021,38(4):1616-1621.

DU Jiazheng, XU Yingkang, FU Shengwei, et al. Dynamic model updating based on bolt connection stiffness[J]. Chinese journal of applied mechanics,2021,38(4):1616-1621(in Chinese).

[16] 刘海. 鸟撞导致铆钉失效的实验研究[J]. 中国设备工程,2020(15):160-161.

LIU Hai. Experimental study on rivet failure caused by bird strike [J]. China plant engineering,2020(15):160-161(in Chinese).

[17] 牟浩蕾,赵一帆,刘义,等. 航空沉头铆钉动态加载实验及失效模式研究[J]. 航空科学技术,2019,30(4):69-78.

MOU Haolei, ZHAO Yifan, LIU Yi, et al. Dynamic loading failure experiment and failure mode analysis of aeronautic countersunk rivets[J]. Aeronautical science and technology,2019,30(4):69-78 (in Chinese).

[18] 解江,白春玉,舒挽,等. 航空铆钉动态加载失效实验[J]. 爆炸与冲击,2017,37(5):879-886.

XIE Jiang, BAI Chunyu, SHU Wan, et al. Dynamic loading failure experiment of aeronautic rivet [J]. Explosion and shock waves, 2017,37(5):879-886(in Chinese).

[19] 李玉龙,石霄鹏. 民用飞机鸟撞研究现状[J]. 航空学报,2012,33(2):189-198.

LI Yulong, SHI Xiaopeng. Investigation of the present status of research on bird impacting on commercial airplanes[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2012,33(2):189-198(in Chinese).

[20] 林长亮,王浩文,陈仁良. 直升机桨叶鸟撞实验方法的数值模拟[J]. 振动工程学报,2012,25(6):667-673.
LIN Changliang,WANG Haowen,CHEN Renliang. Numerical simulation of bird impact on helicopter[J]. Journal of vibration engineering,2012,25(6):667-673 (in Chinese).
[21] 胡文刚,林长亮,王刚,等. 多欧拉域耦合法在平尾鸟撞中的应用[J]. 航空学报,2020,41(1):152-163.
HU Wengang,LIN Changliang,WANG Gang,et al. Multi-Euler domain coupling method in bird strike with flat tail[J]. Acta aeronautica et astronautica Sinica,2020,41(1):152-163(in Chinese).
[22] 孙标,廖秋慧,何建萍. SPH 粒子法在高速冲击连接问题中的应用[J]. 智能计算机与应用,2021,11(8):158-163.
SUN Biao,LIAO Qiuhui,HE Jianping. Application of 3D SPH particle method in high speed impact connection problem[J]. Intelligent computer and applications,2021,11(8):158-163(in Chinese).
[23] GOYAL V K,HUERTAS C A,BORREROJ R,et al. Robust bird-strike modeling based on SPH formulation using LS-DYNA[C]//Proceedings of the 47th AIAA/ASME/ASCE/AHS/ASC Structures, Structural Dynamics, and Materials Conference. Newport, Rhode Island:AIAA,2006.
[24] 邓云飞,张永,吴华鹏,等. 6061-T651 铝合金动态力学性能及 J-C 本构模型的修正[J]. 机械工程学报,2020,56(20):74-81.
DENG Yunfei,ZHANG Yong,WU Huapeng,et al. Dynamic mechanical properties and modification of J-C constitutive model of 6061-T651 aluminum alloy[J]. Journal of mechanical engineering,2020,56(20):74-81(in Chinese).
[25] 张子凌,岑志波,蒋磊,等. 冲击荷载下 C 型 G550 冷弯钢的断裂机理研究[J]. 宁波大学学报(理工版),2022,35(1):90-97.
ZHANG Ziling,CEN Zhibo,JIANG Lei,et al. Fracture mechanism of G550 channel cold-formed steel under impact load[J]. Journal of Ningbo University (natural science & engineering edition),2022,35(1):90-97(in Chinese).
[26] LANGRAND B,BAYART A S,CHAUVEAU Y,et al. Assessment of multi-physics FE methods for bird strike modeling-application to a metallic riveted airframe[J]. International journal of crashworthiness,2002,7(4):415-428.
[27] National Technical Information Service. Metallic materials properties development and standardization[M]. Washington DC:Department of Transportation,2003.

(编辑　黄崇亚)